

两种机动力建模方法的适用性分析

宋小勇^{1,2} 毛悦^{1,2} 任锴^{3,4} 贾小林^{1,2}

(1 地理信息工程国家重点实验室,西安市雁塔路中段 1 号,710054)

(2 西安测绘研究所,西安市雁塔路中段 1 号,710054)

(3 信息工程大学地理空间信息学院,郑州市陇海中路 66 号,450052)

(4 西安测绘信息技术总站,西安市西影路 36 号,710054)

摘要:分析了脉冲经验力和分段线性经验力两种机动力模型在 GEO 卫星机动期间定轨和机动后轨道预报中的适用性,同时比较了两种机动力建模方法与短弧动力学方法之间在轨道预报方面的优劣。实验结果表明,在机动定轨中,脉冲经验力模型比分段线性模型更优越。两种机动力建模方法东西机动期间单天弧段轨道拟合精度可优于 5 m,但线性模型轨道预报精度比脉冲经验力模型和短弧动力学方法差。C 波段观测量能够改善机动期间定轨精度。

关键词:GEO; 轨道机动; 精密定轨; 脉冲力; 轨道预报

中图法分类号:P228.41

我国导航卫星采用 GEO 卫星作为导航星座。卫星轨道维持期间动力学性态的变化使得卫星轨道的可预报性变差,从而影响导航星历的准确性。如何提高机动期间以及机动后轨道确定精度是我国卫星导航系统必须面对的问题^[1]。

针对卫星机动期间的轨道确定,国内外学者很早就开展了探索性研究。美国 NSWCC(地面武器中心)利用常数经验力模型对机动力建模,使得 GPS 卫星机动期间的定轨精度达到 10 m 量级^[2]。但由于常数经验力模型仅是对机动期间力模型的简单近似,其精度的进一步改善受限。Lichten 等对常数经验力模型作了改进,采用分段多项式模型描述机动力,将机动力和机动力作用时间同时作为估计参数,使得机动期间定轨精度提高到 m 级^[3]。为了描述由于卫星进出地影和卫星姿态调整引起的太阳光压短期变化,Beutler 在 Bernese 数据处理软件中采用了脉冲经验力模型^[4]。其核心思想是利用卫星在特定点的速度增量吸收动力学性态变化的影响。Bernese 软件处理全球 IGS 网的结果表明,脉冲经验力模型能够较好地吸收微小动力模型变化引入的误差,实现 cm 级的轨道拟合精度。

对于机动期间的卫星定轨,我国学者也做了大量工作。基于 C 波段转发测距数据,黄勇采用分段常数经验力模型对 GEO 卫星机动期间轨道建模,机动定轨精度可到 10 m 量级^[5]。基于星载轨控发动机喷气动力模型,李恒年提出采用喷射力和作用时间两个参数组合描述机动力,能够较好地描述卫星姿控发动机点火引起的卫星轨道变化^[6-7]。杨旭海等利用 C 转发测轨数据将短弧动力学法成功用于 GEO 轨道预报^[8]。目前,北斗地面运控系统主要利用 L 波段星地双向数据和伪距数据确定 GEO 卫星轨道^[9]。文献^[10-13]就区域布站条件下 GEO 卫星定轨策略问题进行了一些探讨。

针对上述模型,国内外学者仅从轨道拟合角度研究了其使用效果,并没有就两种模型在导航卫星定轨中的适用性进行针对性分析。如何从保证导航星历精度方面评价上述两种机动力模型的优劣是本文试图重点研究的问题。

1 两种机动力模型

1.1 分段线性模型

任意连续光滑函数可利用分段线性函数逐次

收稿日期:2013-06-10。

项目来源:国家自然科学基金资助项目(41074020)。

逼近:

$$\vec{a}_c = \sum_{i=1}^m [\vec{A}_i + \vec{B}_i(t - t_{i-1})] \xi_i(t, t_{i-1}, t_i) \cdot \vec{e}_i \tag{1}$$

$$\xi_i(t, t_{i-1}, t_i) = \begin{cases} 1, & t_{i-1} \leq t \leq t_i \\ 0, & t < t_{i-1}, t > t_i \end{cases}$$

其中, \vec{A}_i, \vec{B}_i 分别为分段线性函数模型参数; m 为模型阶次; \vec{e}_i 为单位向量, 通常选择为轨道面 R, T, N 3 分量。上述函数在指定单位向量方向的时间序列如图 1。

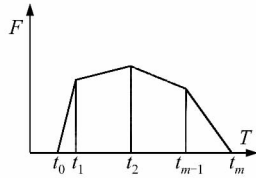


图 1 分段线性模型
Fig. 1 Piecewise Linear Acceleration Model

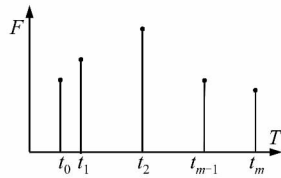


图 2 脉冲经验力模型
Fig. 2 Pulse Acceleration Model

上述模型中, 如果仅估计参数 \vec{A}_i , 而将参数 \vec{B}_i 设为 0, 该模型就退化为常数经验力模型。

分段线性经验力模型加速度是连续变化的, 但加速度变化率是阶梯函数。理论上, 只要卫星机动力函数足够光滑, 线性函数分段足够小, 就可以利用分段线性函数进行任意精度逼近。因此, 分段线性函数适用于拟合动力学性态连续且平缓变化的机动力。

1.2 脉冲经验力模型

卫星轨控通常采用星载火箭发动机点火喷气实现, 可用数学脉冲函数表示:

$$\vec{a}_s = \delta(t - t_i) \cdot \vec{S}_i = \delta(t - t_i) \cdot \sum_{k=1}^3 s_{i,k} \cdot \vec{e}_i$$

$$\vec{e}_1 = \vec{e}_r = \frac{|r|}{r}, \vec{e}_2 = \vec{e}_n = \frac{\vec{r} \times \dot{\vec{r}}}{|\vec{r} \times \dot{\vec{r}}|} \tag{2}$$

$$\vec{e}_3 = \vec{e}_t = \vec{e}_n \times \vec{e}_r$$

其中, \vec{a}_s 为 t_i 时刻脉冲加速度; \vec{e}_i 为轨道面 R, T, N 3 方向单位向量, $\delta(t)$ 为在某点非零、其余点为零的脉冲函数。由于 $\delta(t)$ 函数积分为阶跃函数, 从广义函数意义上对上述公式积分, 可知 \vec{S}_i 为 t_i 时刻卫星轨道面径向、法向、沿迹 3 个方向速度跳变值, $s_{i,k}$ 为 \vec{S}_i 的 3 个分量。

脉冲经验力模型在指定向量方向的时间序列如图 2。脉冲经验力模型的解算参数为轨道 R, T, N 3 个方向的模型参数 $s_{i,k}$ 。

从上述模型看出, 机动期间, 脉冲经验力模型在轨道位置上的变化为分段线性函数, 在速度上

为阶梯函数, 而在加速度及轨控力上为脉冲函数。由于在脉冲经验力模型基础上建立的卫星动力学模型为高阶导数不连续函数, 因此, 不能采用常规的数值积分方法计算参考轨道及状态转移矩阵。考虑到小机动前提下, 由于脉冲力引起的轨道变化与脉冲力参数之间近似可用线性函数表述, 利用线性函数叠加原理, 可采用解析法单独计算脉冲力引起的轨道及卫星状态转移矩阵增量, 该增量与未考虑机动力卫星计算结果叠加可得到机动期间的参考轨道与状态转移矩阵。

2 动力学机动定轨原理

卫星机动期间动力学定轨方程可写为:

$$\rho_C = \rho_{cal} + \delta\rho_{br} + \delta\rho_{bs} + \delta\rho_{ant} + \delta\rho_{trop} + \delta\rho_{ion} + \epsilon \tag{3}$$

$$\rho_L = \rho_{cal} + \delta t_r + \delta t_s + N + \delta\rho_{ant} + \delta\rho_{trop} + \delta\rho_{ion} + \epsilon \tag{4}$$

$$\rho_{cal} = \sqrt{(x_s^1 - x_r^1)^2 + (x_s^2 - x_r^2)^2 + (x_s^3 - x_r^3)^2} \tag{5}$$

$$\begin{aligned} \ddot{\vec{X}} &= f_0(\vec{X}, \dot{\vec{X}}, P_0, t) + f_{pul}(\vec{X}, \dot{\vec{X}}, P_{pul}, t), \\ \vec{X} &= (x_s^1 \quad x_s^2 \quad x_s^3) \end{aligned} \tag{6}$$

其中, ρ_C, ρ_L 分别为 C 波段以及 L 波段观测量, ρ_{cal} 为理论星地距, $\delta\rho_{br}, \delta\rho_{bs}$ 分别为卫星和接收机时延, $\delta\rho_{ant}, \delta\rho_{trop}, \delta\rho_{ion}$ 分别为天线相位中心、对流层和电离层改正, N 为载波相位模糊度参数, x_s^1, x_s^2, x_s^3 分别为卫星位置 3 分量, x_r^1, x_r^2, x_r^3 为监测站位置 3 分量, f_0, P_0 分别为非机动期间动力学函数及模型参数, f_{pul}, P_{pul} 为机动期间附加力学模型及参数。组合观测方程和动力学方程, 采用最小二乘参数估计方法, 可解算出包含机动力模型参数的改进卫星轨道初值、卫星动力学参数。利用这些参数可计算任意时刻卫星位置^[14]。

3 实验结果分析

3.1 实验数据及参数解算

实验数据为北斗导航卫星 2011-06-11~06-16 连续 6 d 的实测观测数据, 观测卫星有 G1、G3、G4、I6、I7、I8 等 6 颗, 测站包括国内新疆、四川、喀什、海南、长春、临潼等 12 个监测站、L 波段伪距及载波相位观测站以及长春、喀什、临潼、昆明等 7 个站的 C 波段转发测距观测站。在上述观测时段内, 北斗 G3 卫星在 2011-06-13 09:02~09:18 进行了轨道机动。

上述测站坐标均选用 CGCS2000 坐标系。L 波段观测模型中电离层误差利用双频消除,对流层误差利用模型改正,考虑相对论改正。动力学模型选择为:地球引力场采用 JGM3 选择 8 阶次,三体引力利用 JPL DE 405 计算,固体潮采用 IERS 2003 协议,太阳光压模型采用 GPS ROCK 模型并解算经验力参数。机动期间增加机动力模型。采用动力学定轨方法进行参数解算,L 波段测站及卫星钟差参数利用非差方法解算,而 C 波段测站偏差利用参数估计法确定。为分析不同类型观测的贡献,分别采用 L 波段伪距、载波相位数据及组合 L 波段 C 波段观测数据分别进行了定轨实验。

为分析不同机动力模型的影响,轨道机动期间分别采用分段线性经验力模型与脉冲经验力模型进行建模,模型参数作为动力学参数进行估计。

由于上述观测时段没有激光数据,对轨道精度的评价采用内符合评价方法,即分别通过轨道重叠弧段以及定轨残差统计评价定轨精度。对机动后轨道预报精度的评价通过比较机动后预报轨道与机动后定轨结果得到。

3.2 轨道重叠弧段比较

3.2.1 脉冲经验力模型

为分析脉冲经验力模型对 GEO 卫星机动定轨的适用性,分别用 2011-06-11~06-13 以及 2011-06-13~06-15 共 12 个监测站 L 波段伪距和相位数据定轨。定轨解算参数包括 6 个轨道根数、2 个光压参数(1 个尺度因子、1 个 Y 偏差参数)、4 个法向和沿迹方向周期经验力参数、对流层参数、卫星和测站钟差参数以及载波相位模糊度参数等。机动期间 2011-06-13 09:02~09:18 三段同时在轨道面径向、沿迹和法向估计脉冲经验力模型参数。比较两弧段定轨结果的重叠弧段,如图 3。

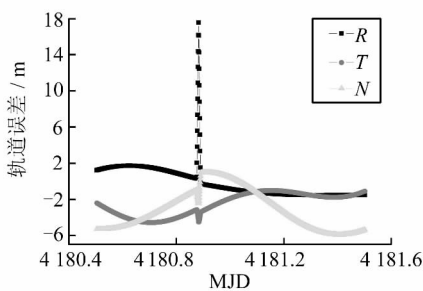


图 3 L 波段伪距相位定轨结果

Fig. 3 Difference of Orbital Overlap Using L Band Observation with Pulse Acceleration Model

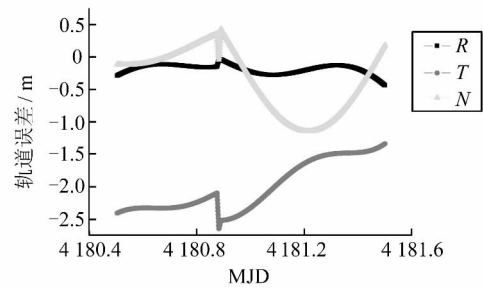


图 4 L 波段伪距相位与 C 组合定轨结果

Fig. 4 Difference of Orbital Overlap Using L and C Band Observation with Pulse Acceleration Model

由图 3、4 看出,采用脉冲经验力模型时,如果仅采用 L 波段伪距及载波相位数据,机动期间轨道重叠弧段误差可达 20 m 左右。当增加了 C 波段转发测轨数据后,轨道重叠弧段精度减小到 3 m 以内。分析认为,由于脉冲机动力模型存在速度跳变,速度跳变影响周跳检测准确性,使得载波相位模糊度参数数量发生变化,影响参数解算的准确性。当增加 C 波段转发测距数据后,由于增加了较强的距离约束条件,使得定轨结果有了显著改善。上述弧段 L、C 定轨残差统计如表 1。

表 1 L 波段残差统计表

Tab. 1 Postfit RMS of L-band Observation

序号	测站名	伪距/cm	相位/cm
1	上海	157.76	2.63
2	长春	182.56	2.74
3	临潼	153.11	2.65
4	昆明	156.72	2.40
5	喀什	98.08	2.77
6	北京	184.13	1.79
7	海南	87.82	1.85
8	四川	127.12	2.13
9	乌鲁木齐	123.17	2.10
10	黑龙江	220.04	1.96
11	广州	146.49	1.82

表 2 C 波段残差统计表

Tab. 2 Postfit RMS of C-band Observation

测站名	北京	海南	喀什	四川
残差/cm	18.31	22.96	21.31	16.16

3.2.2 分段线性函数模型定轨结果

为验证分段线性模型的适用性,采用与上节分析脉冲经验力模型相同的数据源进行了仿真定轨实验。定轨解算参数包括 6 个轨道根数、2 个光压参数(1 个尺度因子、1 个 Y 偏差参数)、4 个法向和沿迹方向周期经验力参数、对流层参数、卫星和测站钟差参数以及载波相位模糊度参数等。机动期间同时在轨道面径向、沿迹和法向分别估计分段线性函数 1 个常数项和 1 个线性项共 6 个

参数。比较两弧段定轨结果的重叠弧段,如图 5。

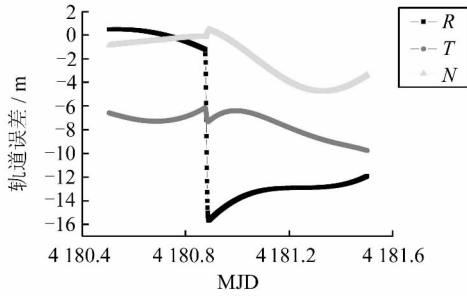


图 5 L 波段伪距相位定轨结果

Fig. 5 Difference of Orbital Overlap Using L Band Observation with Piecewise Linear Acceleration

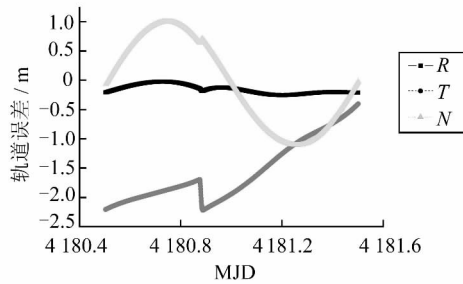


图 6 L 波段伪距相位与 C 组合定轨结果

Fig. 6 Difference of Orbital Overlap Using L and C Band Observation with Piecewise Linear Acceleration

由图 5~6 看出,采用分段线性经验力模型时,如果仅采用 L 波段伪距及载波相位数据,机动期间轨道重叠弧段误差约为 16 m 左右;当增加了 C 波段转发测轨数据后,轨道重叠弧段精度提高到 3 m 以内。

对比分段线性模型和脉冲经验力模型轨道重叠弧段结果看出,脉冲机动力模型具有较好的局部性,虽然机动期间轨道误差稍大,但模型影响范围很有限,机动前后轨道基本不受机动期间轨道影响。相比而言,分段线性模型尽管在机动期间稍好,但模型对机动后轨道影响较为显著,同时轨道更加平滑。

3.3 轨道预报精度比较

定轨精度本质上反映的是轨道拟合精度,只能部分反映动力学模型精度。轨道预报精度对动力学模型合理性的评价更为客观。为此,分别采用两种动力学模型进行了预报精度分析。

利用 2011-11-05 00:00~11-07 02:50 的 L 波段伪距、载波相位以及 C 波段转发测轨数据定轨,其中 11-07 00:30~11-07 00:50 之间 G3 星存在轨道机动。机动期间分别采用分段线性经验力模型和脉冲经验力模型进行机动力建模。分段线性模型在轨道 R、T、N 3 方向均采用三角函数建

模,估计参数为 3 个节点处的坐标值。将定轨结果预报 4 h,与机动后标准轨道比较,结果如图 7。

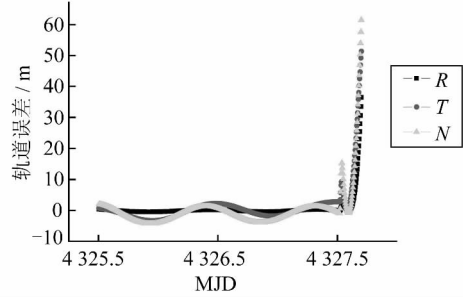


图 7 分段线性模型预报精度

Fig. 7 Error of Prediction Orbit with Piecewise Linear Acceleration

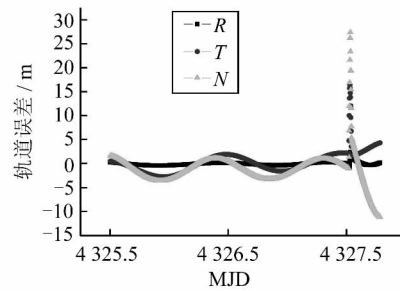


图 8 脉冲经验力模型预报精度

Fig. 8 Error of Prediction Orbit with Pulse Acceleration

由图 7~8 看出,采用分段线性经验力模型,机动前数据加机动后 2 h 数据轨道拟合精度约 20 m;而预报 4 h 后,轨道 R、N 两方向误差显著增加,最大可超过 60 m。因此,分段线性模型不利于轨道预报。

利用上述时段同样数据,采用脉冲经验力模型进行定轨,解算参数为:机动期间,在轨道面每个方向分别分 3 段解 3 个参数。将定轨结果预报 4 h,与标准轨道比较,结果如图 8。

由图 8 看出,机动期间,脉冲经验力模型机动前数据加机动后 2 h 数据轨道拟合精度可达 28 m,但机动后预报 4 h,轨道预报精度显著改善,尤其在轨道面 R、T 方向,预报精度优于 5 m;轨道面法向精度最差,接近 16 m。

上述结果表明,脉冲函数模型在东西机动后轨道预报方面具有较好的优势:首先,轨道机动主要采用脉冲点火方式,与脉冲机动力模型特性类似;其次,脉冲力模型本质上相当于短弧定轨,对动力学模型先验信息的利用率较低,而分段线性模型则对机动前后轨道的平滑性有较强要求,使得需要机动后很长时间轨道信息才能准确确定机动力。对于机动幅度较大的南北机动,由于卫星力学状态变化更加复杂,需要加密解算参数,脉冲

经验力模型重观测几何轻动力学推演的优势更加明显。这一点可以从短弧动力预报结果验证。利用机动后 2 h 数据进行短弧定轨,定轨中太阳光压、周期经验力等模型参数固定为机动前轨道对应参数值,解算参数仅为 6 个轨道根数。将定轨结果预报 4 h,与标准轨道比较,结果如图 9。

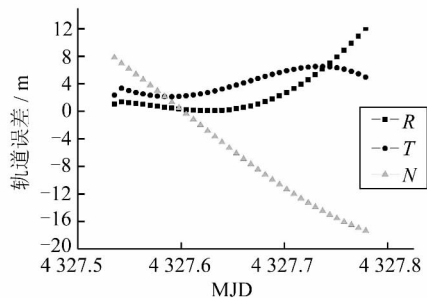


图 9 短弧动力学轨道预报精度

Fig. 9 Error of Prediction Orbit with Short-arc Method

对比图 9 与图 8 看出,短弧动力学方法轨道预报精度与脉冲经验力模型法精度接近,位置误差小于 18 m。因此,若从轨道预报精度方面考虑,短弧动力学方法相比线性机动力建模方法更加有效,与脉冲机动力建模法相当。

4 结 语

本文分别采用脉冲经验力方法、分段线性函数方法和短弧动力学方法研究了 GEO 卫星机动期间的定轨及预报精度。结果表明,脉冲经验力模型能较好地拟合机动条件下卫星局部运动特性,轨道拟合精度和预报精度均优于分段线性模型,两种方法单天轨道拟合精度均可优于 5m;短弧动力学方法轨道预报精度优于分段线性经验力模型法,与脉冲经验力模型法预报精度相当,用机动后 2 h 数据定轨,预报 4 h 位置精度优于 18 m,是一种更适合在线运行的处理策略。

参 考 文 献

[1] 郭睿,刘利,李晓杰,等. 卫星与测站钟差支持条件下的 GEO 卫星精密定轨[J]. 空间科学学报,2012, 32(3):333-336

[2] Swift E R. NSWC's GPS Orbit/Clock Determination System[C]. The First International Symposium

on Precise Positioning with GPS-1985, NOAA, Rockville, MD, 1985

[3] Lichten S M, Bertiger W I. Demonstration of Submeter GPS Orbit Determination and 1.5 Part in 10^8 Three-dimensional Baseline Accuracy [J]. Bull Geod, 1989, 63: 167-18

[4] Jäggi A. Pseudo-Stochastic Orbit Modeling of Low Earth Satellites Using the Global Positioning System[D]. Bern: Astronomical Institute University of Bern, 2006

[5] 黄勇,胡小工,黄城,等. 利用 CAPS 测距数据确定 GEO 卫星变轨期间的轨道[J]. 中国科学 G 辑, 2008, 38(12): 1 750-1 758

[6] 李恒年,李济生,黄永宣. 轨道机动过程中推力加速度的在线最小方差估计[J]. 空间科学学报, 2002, 22(4): 357-361

[7] 黄永宣,李济生. 轨道机动过程中推力加速度的在线最小方差估计[J]. 空间科学学报, 2002, 22(4): 357-362

[8] 杨旭海,李志刚,冯初刚,等. GEO 卫星机动后的星历快速恢复方法[J]. 中国科学 G 辑, 2008, 38(12): 1 759-1 765

[9] Guo Rui, Hu Xiaogong. Orbit Determination for Geostationary Satellites with the Combination of Transfer Ranging and Pseudorange Data[J]. Science in China Series G: Physics, Mechanics & Astronomy, 2010, 53(9): 1 746-1 754

[10] 宋小勇,贾小林,焦文海,等. 基于随机姿控力模型的 GEO 卫星机动定轨[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2009, 34(5): 573-576

[11] 欧吉坤,刘吉华,孙保琪,等. 镜面投影法确定地球同步卫星轨道[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2007, 32(11): 975-979

[12] 刘吉华,欧吉坤,孙保琪,等. 基于星间单差法的 GEO 卫星精密定轨[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2011, 36(1): 24-28

[13] 郭睿,周建华,胡小工,等. 一种地球静止轨道卫星的快速恢复定轨方法[J]. 测绘学报, 2011(S1): 19-25

[14] Montenbruck O, Gill E. Satellite Orbits Models, Methods, Applications[M]. Berlin Heidelberg: Springer-Verlag, 2000

第一作者简介:宋小勇,博士,高级工程师,研究方向为卫星导航与定位。

E-mail:sxyong_chd@sohu.com

(下转第 1206 页)

Naturalisation Method Research on Inter-Satellite Link Observation Data

MAO Yue^{1,2,3} SONG Xiaoyong^{1,2} JIA Xiaolin^{1,2} WU Xianbing^{1,2}

(1 State Key Laboratory of Geo-information Engineering, 1 Yanta Road, Xi'an 710054, China)

(2 Xi'an Research Institute of Surveying and Mapping, 1 Yanta Road, Xi'an 710054, China)

(3 Key Lab. for Polar Surveying and Mapping Science, NASMG, 129 Luoyu Road, Wuhan 430079, China)

Abstract: Aiming at the inter-satellite observation pretreatment, this paper describes the epoch naturalization and two-way distance naturalization processing methods. And the efficiency of the algorithm is evaluated using simulated inter-satellite observation. Several error sources which influences the accuracy of naturalization are analyzed. And this paper points out that the interpolation order and sampling interval of inter-satellite observation are the main factors which influence the naturalization precision of inter-satellite links with satellites pointed at different orbit plane.

Key words: autonomous navigation; inter-satellite links; interpolation; naturalization

About the first author: MAO Yue, engineer, majors in satellite navigation reserach and its applications.

E-mail: maoyue1981@yahoo.com.cn

.....
(上接第 1200 页)

Comparing the Applicability of Two Kinds of Thrust Model for Maneuver Orbit

SONG Xiaoyong^{1,2} MAO Yue^{1,2} REN Kai^{3,4} JIA Xiaolin^{1,2}

(1 State Key Laboratory of Geo-information Engineering, 1 Yanta Road, Xi'an 710054, China)

(2 Xi'an Research Institute of Surveying and Mapping, 1 Yanta Road, Xi'an 710054, China)

(3 Institute of Geospatial and Information, Information Engineering University, 66 Middle Longhai Road, Zhengzhou 450052, China)

(4 Xi'an Information Division of Surveying and Mapping, 36 Xiying Road, Xi'an 710054, China)

Abstract: When GEO satellite is used in a navigation constellation, its prediction orbit must be determined during the orbit maneuver. Two strategies which include constructing dynamic thrust model and estimating the parameter in short-arc are mainly used to solve this problem. The piecewise linear acceleration model and instantaneous velocity changes (pulse) model are used for GEO orbit determination and orbit prediction at maneuver time, and their applicability are evaluated, also their advantage and disadvantage for orbit determination and prediction are compared with short-arc strategy. It showed that instantaneous velocity changes acceleration model is superiority to the piecewise linear acceleration model for determining the maneuver orbit. These two kinds of dynamic model method can fit the maneuver track of one day with an error no more than 5 m, but orbit prediction accuracy of the piecewise linear model is inferiority to the short-arc strategy and the pulse acceleration model. The accuracy of maneuver orbit determination can be improved by combining the C band transfer observation with L band observation.

Key words: GEO; orbit determination; maneuver; impulse; prediction orbit

About the first author: SONG Xiaoyong, Ph. D., senior engineer, majors in satellite navigation and position.

E-mail: sxyong_chd@sohu.com